

THOMSON DELPHION		RESEARCH My Account Products	PRODUCTS Search: Quick/Number Boolean Advanced	INSIDE DELPHION
-----------------------------------	--	--	--	------------------------

The Delphion Integrated View

Buy Now: [More choices...](#)

Tools: Add to Work File: [Create new Wor](#)

View: [INPADOC](#) | Jump to: [Top](#) ☒ Go to: [Derwent...](#)

☒ [Em](#)

Title: **JP2002155701A2: CLOCKED TURBINE AIRFOIL COOLING**
 Country: **JP Japan**
 Kind: **A2 Document Laid open to Public inspection !**
 Inventor: **TURNER MARK GRAHAM;**
 Assignee: **GENERAL ELECTRIC CO <GE>**
 [News, Profiles, Stocks and More about this company](#)
 Published / Filed: **2002-05-31 / 2001-08-15**
 Application Number: **JP2001000246341**
 IPC Code: **F01D 5/12; F01D 5/18; F01D 5/34; F02C 7/18;**
 Priority Number: **2000-08-16 US2000000640357**
 Abstract:



PROBLEM TO BE SOLVED: To provide airfoil cooling for a gas turbine engine.

SOLUTION: A turbine (16) includes airfoils (22-28) which receive in sequence hot combustion gases during operation. The airfoils (26, 28) are clocked circumferentially relative to the airfoils (22, 24) for bathing the airfoils (26, 28) with relatively cool wakes 44 discharged from the airfoils (22, 24) during the hottest running condition of the gas turbine engine being powered. The airfoils (26, 28), therefore, avoid the hottest temperature of the combustion gases, thereby reducing the cooling requirements thereof.

COPYRIGHT: (C)2002,JPO

INPADOC: **None** Buy Now: [Family Legal Status Report](#)
 Legal Status:
 Designated: **AT BE CH CY DE DK ES FI FR GB GR IE IT LI LU MC NL PT SE TR**
 Country:
 Family: [Show 4 known family members](#)

Other Abstract Info:
 DERABS G2002-294080



[this for the Gallery...](#)



[Nominate](#)

(19) 日本国特許庁 (J P)

(12) 公開特許公報 (A)

(11) 特許出願公開番号

特開2002-155701

(P2002-155701A)

(43) 公開日 平成14年5月31日 (2002.5.31)

(51) Int.Cl. ⁷	識別記号	F I	テーマコード (参考)
F 0 1 D 5/12		F 0 1 D 5/12	3 G 0 0 2
	5/18	5/18	
	5/34	5/34	
F 0 2 C 7/18		F 0 2 C 7/18	A

審査請求 未請求 請求項の数20 O L 外国語出願 (全 33 頁)

(21) 出願番号 特願2001-246341(P2001-246341)

(22) 出願日 平成13年8月15日 (2001.8.15)

(31) 優先権主張番号 09/640357

(32) 優先日 平成12年8月16日 (2000.8.16)

(33) 優先権主張国 米国 (U S)

(71) 出願人 390041542

ゼネラル・エレクトリック・カンパニイ

GENERAL ELECTRIC CO
MPANY

アメリカ合衆国、ニューヨーク州、スケネ
クタデイ、リバーロード、1番

(72) 発明者 マーク・グラハム・ターナー

アメリカ合衆国、オハイオ州、シンシナテ
ィ、ズィーグル・アベニュー、2886番

(74) 代理人 100093908

弁理士 松本 研一

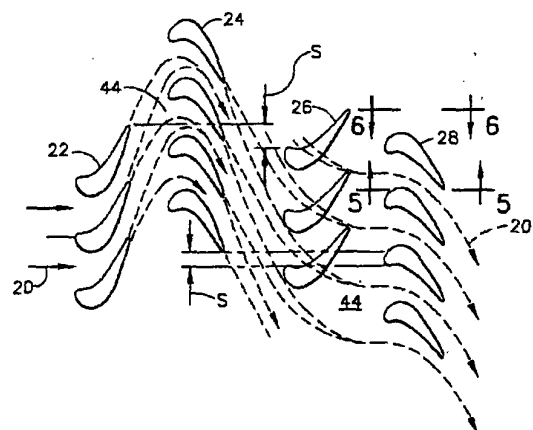
Fターム (参考) 3G002 BA02 BB00 CA06 CB01

(54) 【発明の名称】 時計方向にずらしたタービン翼形部の冷却

(57) 【要約】

【課題】 ガスタービンエンジンの翼形部冷却。

【解決手段】 タービン (16) は、作動中に高温燃焼ガスを順次受ける翼形部 (22~28) を含む。翼形部 (26、28) は、翼形部 (22、24) に対して円周方向に沿って時計方向にずらされ、出力運転されているガスタービンエンジンの最高温度作動状態の間に、翼形部 (22、24) から放出される比較的冷たい後流44が翼形部 (26、28) を浸す。従って、翼形部 (26、28) は燃焼ガスの最高温度を回避し、その冷却要求が減少される。



【特許請求の範囲】

【請求項1】 ガスタービンエンジン内で順に並んだ第1及び第2列のタービン翼形部22、24、26に後続する第3列のタービン翼形部26、28を冷却する方法であって、

前記エンジン10の最高温度作動状態を選択し、前記3つの列を通して順に流れる最高温度の燃焼ガスを発生させる段階と、

前記作動状態で前記第1列翼形部に対して前記第3列翼形部26、28を円周方向に沿って時計方向にずらし、前記第1列翼形部から放出される後流44で前記第3列翼形部を浸し、該第3列翼形部を冷却する段階と、を含むことを特徴とする方法。

【請求項2】 前記第1及び第3列翼形部24、26は、前記燃焼ガスからの熱応力を受ける前記第3列翼形部内の応力を減少させるように、時計方向にずらされることを特徴とする、請求項1に記載の方法。

【請求項3】 前記時計方向にずらす段階は、前記後流44を前記第1列22、24から前記第3列26、28まで解析的に追跡することと、

前記第3列翼形部上の前記後流の表面温度分布を解析的に求めることと、

複数の異なる位置において、前記第3列翼形部を解析的に時計方向にずらし、解析的に求められたその対応する表面温度分布を評価することと、によって決定されることを特徴とする、請求項2に記載の方法。

【請求項4】 前記後流の相対的全温度が解析的に追跡されることを特徴とする、請求項3に記載の方法。

【請求項5】 前記後流の絶対的全温度が解析的に追跡されることを特徴とする、請求項3に記載の方法。

【請求項6】 前記第1列翼形部22、24の中を通して冷却空気18を流し、それらを内部冷却する段階と、前記冷却空気を前記第1列翼形部から前記後流44内へ放出させ、その温度を低下させる段階と、を更に含むことを特徴とする、請求項2に記載の方法。

【請求項7】 前記第1及び第3列翼形部24、28はロータブレードであり、前記第2列翼形部26はステータノズルベーンであることを特徴とする、請求項2に記載の方法。

【請求項8】 前記第1及び第3列翼形部22、26はステータノズルベーンであり、前記第2列翼形部24はロータブレードであることを特徴とする、請求項2に記載の方法。

【請求項9】 前記第1及び第3列翼形部24、28は、前記第3列翼形部28をその外部表面上の所定位置で局所的に冷却するように、時計方向にずらされることを特徴とする、請求項2に記載の方法。

【請求項10】 前記第1及び第3列翼形部24、28は、前記第3列翼形部28をその半径方向の翼長に沿った所定の高さで局所的に冷却するように、時計方向にず

らされることを特徴とする、請求項2に記載の方法。

【請求項11】 前記第1及び第3列翼形部24、28は、第3列翼形部28を平均温度に冷却するように、時計方向にずらされることを特徴とする、請求項2に記載の方法。

【請求項12】 前記第1及び第3列翼形部24、28は、前記最高温度作動状態において最大効率よりも低い効率になるように、時計方向にずらされることを特徴とする、請求項2に記載の方法。

【請求項13】 前記最高温度作動状態は、航空機エンジンの場合の離陸出力時であることを特徴とする、請求項2に記載の方法。

【請求項14】 前記最高温度作動状態は、発電用エンジン10bの場合の暑い日中の最大ピーク発電時であることを特徴とする、請求項2に記載の方法。

【請求項15】 前記最高温度作動状態は、中古エンジン10cにおいて生じ、該エンジンの新品時に比べて異なることを特徴とする、請求項2に記載の方法。

【請求項16】 ガスタービンエンジン10用のタービン16であって、

順次それらを通して燃焼ガス20を流す第1、第2及び第3列翼形部22～28を含み、

前記第3列翼形部26、28は、前記第1列翼形部に対して円周方向に沿って時計方向にずらされ、前記燃焼ガスの最高温度を生み出す前記エンジンの最高温度作動状態の間に、前記第1列翼形部から放出される後流44で前記第3列翼形部を浸し、該第3列翼形部を冷却することを特徴とする、タービン16。

【請求項17】 前記第1列翼形部22、24は、その中を通して冷却空気18を流すために中空であり、かつ、前記最高温度作動状態の間に、前記冷却空気を前記後流内に放出するための複数の開口42を含むことを特徴とする、請求項16に記載のタービン。

【請求項18】 前記第1及び第3列翼形部24、26は、前記燃焼ガスからの熱応力を受ける前記第3列翼形部内の応力を減少させるように、時計方向にずらされることを特徴とする、請求項17に記載のタービン。

【請求項19】 前記第1及び第3列翼形部24、28はロータブレードであり、前記第2列翼形部26はステータノズルベーンであることを特徴とする、請求項18に記載のタービン。

【請求項20】 前記第1及び第3列翼形部22、26はステータノズルベーンであり、前記第2列翼形部24はロータブレードであることを特徴とする、請求項18に記載のタービン。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【発明の属する技術分野】本発明は、一般的にはガスタービンエンジンに関し、より具体的にはガスタービンエンジン内のタービンに関する。

【0002】

【従来の技術】ガスタービンエンジンにおいては、空気は圧縮機内で加圧され、燃焼器内で燃料と混合されて高温の燃焼ガスを発生し、燃焼ガスは多くのタービン段を通過して下流へ流れる。タービン段は、ステータベーンを有する固定タービノズルを含み、ステータベーンは、支持ディスクから半径方向外方に延びた下流のタービンロータブレード列を通して、燃焼ガスを導く。支持ディスクはガスからエネルギーを抽出することにより動力を得る。

【0003】第1段すなわち高压タービノズルは、燃焼器からの最高温度の燃焼ガスを最初に受け、この燃焼ガスは第1段ロータブレードに導かれ、これらのロータブレードは燃焼ガスからエネルギーを抽出する。第2段タービノズルは第1段ブレードの直ぐ下流に配設され、次いで第2段タービノズルの下流には第2段タービンロータブレード列が配設される。これらの第2段タービンロータブレード列は燃焼ガスから更にエネルギーを抽出する。

【0004】

【発明が解決しようとする課題】燃焼ガスからエネルギーが抽出されると、それに応じて燃焼ガスの温度が低下する。しかしながら、ガスの温度は比較的高いので、高压タービン段は、一般的に圧縮機から抽気された冷却空気を中空のベーンあるいはブレード内に流すことによって冷却される。冷却空気が燃焼器から分流されるため、その分だけエンジンの総合効率が低下する。従って、エンジンの総合効率を最大にするために、かかる冷却空気の使用を最小化することが望まれている。

【0005】必要とされる冷却空気の量は、燃焼ガスの温度に応じて変わる。燃焼ガスの温度は、エンジンのアイドリング運転から最大出力運転まで変化する。燃焼ガスの温度はベーン及びブレードが受ける最大応力に直接影響するので、タービン段が必要とする冷却空気は、エンジン作動中の比較的短時間に起る作動状態ではあるが、最高の燃焼ガス温度でのエンジン運転に耐えるのに有効でなくてはならない。

【0006】例えば、旅客や貨物を輸送するために飛行中の航空機に動力を供給する商用航空機用ガスタービンエンジンは、離陸時に最高温度作動状態となる。軍用航空機用エンジンの場合には、最高温度作動状態はその軍事的任務に応じて変わるが、一般的にはアフタバーナを作動させている離陸時に起る。また、発電機に動力を供給する陸上用ガスタービンエンジンの場合には、最高温度作動状態は一般的に暑い日中の最大ピーク発電状態の時に起る。

【0007】従って、最高燃焼ガス温度は、エンジンの運転あるいは作動状態にわたって経時的に変化する。また、最高燃焼ガス温度もまた、ガスが燃焼器の出口環状口から放出される時、円周方向及び半径方向の両方向に

おいて空間的に変化する。この空間的な温度変化は、一般的に周知の燃焼器パターン及びプロファイル係数によって表される。

【0008】従って、各タービン段即ちブレードあるいはベーンのいずれかは、一般的にそれらの直ぐ上流にある燃焼ガス内に経時的にも空間的にも生じる最高燃焼ガス温度に耐え得るように特別に設計される。それぞれのベーン列及びブレード列に含まれる翼形部は、互いに同一形状であるので、その冷却構成は、また同一であり、個々の段で生じる燃焼ガスの最高燃焼ガス温度において好適な冷却を行い、熱応力を含む最大翼形部応力をタービン段の好適な使用寿命を確保する許容限度内に維持するのに有効である。

【0009】更に、通常の運転による使用の間にエンジンが損耗してくると、それが劣化しているにも拘らずエンジンの最小定格出力を確保する限度内で、燃焼ガス温度を意図的に上昇させる場合がある。長期にわたる使用から生じる通常のエンジン劣化は、その効率を低下させるが、出力における低下を燃焼ガスの温度を上昇させることによって回復させて、出力を得ている。

【0010】従って、タービン冷却構成は、中古エンジンに対しても一般的な排気ガス温度(EGT)限度まで十分冷却するのに有効でなくてはならない。

【0011】従って、翼形部のための改良された冷却装置を備えるガスタービンエンジンを提供することが望まれている。

【0012】

【課題を解決するための手段】タービンは作動中に高温燃焼ガスを順次受ける3列の翼形部を含む。第3列翼形部は、第1列翼形部に対して円周方向に沿って時計方向にずらされ、運転されているガスタービンエンジンの最高温度作動状態の間に第1列翼形部から放出される比較的冷たい後流で第3列翼形部を浸す。従って、第3列翼形部は、燃焼ガスの最高温度を回避し、これを冷却する必要性を減少させる。

【0013】

【発明の実施の形態】本発明を、好ましい例示的な実施形態により、その更なる目的及び利点と共に、添付図面に関連してなされる以下の詳細な記載において、さらに具体的に説明する。

【0014】図1には、飛行中の航空機に動力を供給するように構成されたターボファンガスタービンエンジン10の一部が図示されている。エンジンは、長手方向すなわち軸方向中心軸線の周りに軸対称であり、連続した流体連通状態でファン(図示せず)、その後方の部品である多段軸流圧縮機12、環状燃焼器14、2段高压タービン16、及び多段低压タービン(図示せず)を含む。

【0015】作動中に、空気18は圧縮機内で加圧され、燃焼器内で燃料と混合され、高温の燃焼ガス20を

発生し、高温燃焼ガス20は高圧及び低圧タービンを通して下流へ流れ、高圧及び低圧タービンは燃焼ガスからエネルギーを抽出する。高圧タービンは圧縮機に動力を供給し、低圧タービンは通常の形状のファンに動力を供給し、離陸から巡航、降下及び着陸まで、飛行中の航空機を推進する。

【0016】図1及び図2に示すように、高圧タービン16は、互いに軸方向に直列に配置された4列の翼形部22、24、26、28を有する2段に構成され、これらを順次通して燃焼ガス20を流し、翼形部列は、燃焼ガス20からエネルギーを抽出する。

【0017】翼形部22は、互いに円周方向に間隔を置いて配設され、外側及び内側バンド30、32の間で半径方向に延びる第1段ステータベーンとして構成されて、燃焼器からの燃焼ガス20を最初に受ける。

【0018】翼形部24は、第1支持ディスク34の周辺部から半径方向外方に延び、第1段ベーン翼形部22から燃焼ガスを受ける第1段タービンロータブレードとして構成され、作動中にエネルギーを抽出しディスクを回転させる。

【0019】翼形部26は、支持外側及び内側バンド36、38の間で半径方向に延びる第2段ノズルベーンとして構成され、第1段ブレード翼形部24から燃焼ガスを直接受ける。

【0020】また、翼形部28は、第2支持ディスク40から半径方向外方に延び、第2段ベーン翼形部26から燃焼ガスを直接受ける第2段タービンロータブレードとして構成され、燃焼ガスから更にエネルギーを抽出しディスク40を回転させる。

【0021】作動中にタービン翼形部22～28は高温燃焼ガス20に浸されるので、それらは一般的に通常の方法で冷却される。例えば、4列の翼形部は、中空であり、その内部に多様な内部冷却形状を備えることができる。圧縮空気18の一部は、圧縮機から分流され、幾つかの翼形部の中を流れてそれを内部冷却する冷却空気として使用される。

【0022】4列の翼形部はまた、一般的にその対向する正圧側壁と負圧側壁を貫通した幾多の孔すなわち開口42を有しており、使用済みの冷却空気はこれらの開口を通して燃焼ガス流路内へ放出される。これらの開口は、通常のフィルム冷却孔又は後縁孔の列として構成することができ、あるいは通常的方式で各翼形部の側壁の一方もしくは両方に設けることができる。

【0023】このようにして、各翼形部の内部からの使用済み冷却空気は、幾多の開口を介して放出され、翼形部の外部表面上に冷却空気の保護フィルムを形成して、高温燃焼ガスから更に翼形部を保護する。

【0024】図1示すエンジン10は、例示的な実施形態においては、飛行中の航空機に動力を供給するためのターボファンエンジンとして構成され、従って、アイド

リングから離陸、巡航、降下及び着陸と様々に変わる作動状態又は出力で運転される。従って、運転中に発生する燃焼ガス20の最高温度もエンジンの様々な作動状態に応じて経時的に変化する。

【0025】更に、作動中に燃焼器14から放出される燃焼ガス20の空間的な温度分布は、周知のプロフィール及びパターン係数によって表されるように、円周方向及び半径方向の両方向において変化する。

【0026】図2に示す第1段ベーン22は、下流の第1段ブレード24の間に燃焼ガスを流すように構成され、これらのブレードは燃焼ガスからエネルギーを抽出する。図3は、燃焼ガス20の例示的な全相対温度プロフィールすなわち分布を示し、この全相対温度分布は、各ベーン間通路内で半径方向及び円周方向の両方向において変化している。この例示的な温度分布は、最新の3次元数値計算方程式を用いて従来方法で解析的に求めることができる。図3は、燃焼ガスの比較的熱い(H)から比較的冷たい(C)までの異なる温度の等温線を示す。

【0027】図4は、燃焼ガス20が4列の翼形部22～28にわたって段間を流れる時の、燃焼ガスの軸方向の流路を概略的に示す。燃焼ガス20は各段において、必然的に翼形部間を流れるので、個々の翼形部自体は燃焼ガスの流れを円周方向に遮り、従って個々の翼形部のそれぞれの後縁から対応する後流44を発生させる。

【0028】後流44は、主燃焼ガス流の連続性における局所的なインターラプションであって、主燃焼ガス流に局所的な乱流を発生させる。また、後流は、隣接翼形部間の燃焼ガス流よりも識別可能なほど低い運動量(Momentum)を持つ。タービンの場合には、後流44は、下記の2つの理由により周囲の燃焼ガス流よりも冷たい。

【0029】基本的に、タービンは燃焼ガスからエネルギーを抽出するので、その平均温度を低下させる。下流のベーン及びブレードの翼形部は、周囲の燃焼ガスに対して作用するよりも、その直ぐ上流の翼形部からの低運動量の後流流体に対して一層大きく作用し、従って燃焼ガス後流自体の温度を低下させる。このことは、図2に示す高圧タービンにおいても、また、図示しない低圧タービンにおいても起きる。

【0030】図2に示す高圧タービンの場合、個々の翼形部は内部冷却を行われており、使用済み冷却空気18は幾多の開口42を介して燃焼ガス流路内へ放出される。使用済み冷却空気は、このように翼形部の外部表面に沿って流れ、その後縁から形成されている後流44中に直接放出される。それ故に、後流は、これに使用済み冷却空気が導入されることによって一層冷却される。

【0031】本発明では、この特性を利用して、ブレード又はベーン列と同一の相対運動系内にある対応する上流翼形部列からの比較的冷たい後流で、タービンのロータブレード又はノズルベーンを浸すことによって、それ

らの温度を低下させる。ノズルに関して言えば、上流ノズルは、ロータブレード列を介在させて、対応する下流ノズルと円周方向に整合されているか、もしくは時計方向にずらされている。ロータに関して言えば、上流ブレード列は、その間にノズルを介在させて、対応する下流ブレード列と円周方向に整合されているか、もしくは時計方向にずらされている。

【0032】すなわち、翼形部26、28は、翼形部22、24に対して円周方向に沿って時計方向にずらされ、出力運転されているガスタービンエンジンの最高温度作動状態の間に、翼形部22、24から放出される比較的冷たい後流44が翼形部26、28を浸す。従って、翼形部26、28は燃焼ガスの最高温度を回避し、その冷却要求が減少される。

【0033】このように、図4に示す比較的冷たい後流44を使用して、対応する下流列翼形部を選択的に浸し、例えば図5及び図6に示すような下流列翼形部が受ける温度を低下させることができる。

【0034】図5は、図4に示す第2段ブレード28の圧力側の全相対温度のプロフィールすなわち分布を示し、図6は、その負圧側の対応する全相対温度分布を示す。温度分布の等温線は比較的冷たい(C)から比較的暖かい又は熱い(H)まで変化する。

【0035】対応するロータブレード又はノズルベーン列を適当に時計方向にずらすことにより、冷たい後流44は対応する下流列翼形部を浸すように規制され、これらの翼形部が受ける温度は低下され、エンジン作動中に生じる応力を減少させることができる。

【0036】図7は、本発明の好ましい実施形態による図1及び図2に示す高圧タービン16の例示的な冷却方法を示す流れ図である。本発明は、同一の相対運動系内にあるタービンブレード又はノズルベーンに対して実施できるので、この流れ図は、図4に示す例示的なタービン構成に組み合わせて全体的に示されており、両者の基本構成を表している。

【0037】タービンノズルに適用する場合には、3連のタービン翼形部列は、第1段ベーン22及びブレード24と、第2段ベーン26とを含む。また、タービンロータに適用する場合には、3連のタービン翼形部列は、第1段タービンブレード24と、第2段ベーン26及びブレード28とを含む。

【0038】両方の適用例において、第3列のタービン翼形部すなわちベーン26又はブレード28は、その間に翼形部列を介在させて、対応する第1列翼形部、すなわち第1段ベーン22又は第1段ブレード24に対して選択的に円周方向に沿って時計方向にずらすことによって冷却される。

【0039】この冷却方法は、最初にエンジンの最高温度作動状態を選択し、3つの列の翼形部列を通して順次流れる最高温度の燃焼ガスを発生させることによって実

施される。また、第2段ブレード28のような第3列翼形部は、第1段ブレード24のような対応する第1列翼形部に対して対応して円周方向に整合されあるいは円周方向に沿って時計方向にずらされており、第1列翼形部から放出される比較的冷たい後流44で第3列翼形部を浸し、第3列翼形部を冷却する。上流列の後縁を下流列の前縁に対して同一円周方向において対応して整合させるために、上流第1列のブレード数は下流第3列と同一か、あるいは、その整数比であるべきである。

【0040】図4に示すように、個々の列に含まれる翼形部は、各列における翼形部間のピッチとして表現される等しい間隔で、各列において互いに円周方向に間隔を置いて配設される。この周ピッチは、翼形部の前縁から後縁まで同一である。対応する翼形部列間での円周方向に沿う時計方向のずれは、上流翼形部の後縁から下流翼形部の前縁までの円周方向の間隔Sによって表される。ずれ即ち間隔Sは下流翼形部ピッチのパーセンテージで表すことができ、その場合、0%及び100%は対応する後縁と前縁との間に円周方向の間隔が無いことを示し、50%ピッチ間隔は、上流翼形部の後縁が下流翼形部の前縁間の円周方向中間位置に整合していることを示す。

【0041】図1に示す第1及び第2ロータ段の場合、それらロータ段間の円周方向に沿う時計方向のずれは、それらの間を連結する連結シャフト46のボルト孔と保持ボルトとの対応する割り出しによって達成される。図1に示す2つのノズル段の場合は、それらノズル間の対応する円周方向の割り出しは、第1段ベーン22に対するそれらの支持ケース内における第2段ベーン26の円周方向の位置決めによって達成される。翼形部を適切に時計方向にずらすために、あらゆる従来の形式のディスク間、あるいはベーン間取付を利用することができ、別の例を挙げると、ロータディスクのスプライン継手がある。

【0042】幾多のタービン段を通して流れる燃焼ガスは、対応する翼形部を加熱するので、翼形部はその上に生じる温度分布の変化によって熱的に引き起こされる応力を受ける。この熱応力は、翼形部に作用する圧力荷重による応力、また、作動中にロータブレードが回転する時に生じる遠心力に、さらに追加される。

【0043】従って、24、28又は22、26のような第1列及び第3列翼形部もまた、最高温度作動状態で時計方向にずらされ、燃焼ガスからの熱応力を受ける第3列翼形部内の応力を減少させることが好ましい。それ故、第3列翼形部を、最高温度作動状態の間に冷たい後流に浸すことにより冷却するばかりでなく、時計方向にずらすことを用いて、それらの翼形部を選択的に冷却し、翼形部内の熱勾配を減少させて翼形部に望まれるように応力を低減させることができる。

【0044】図7は、タービンの最初の設計において翼

形部列の望ましい時計方向のずれを決定する例示的な方法を示す。時計方向のずれは、冷たい後流44を翼形部の第1列から第3列まで解析的に追跡することによって決定することができる。これは、関連したタービン段を順次通って流れる燃焼ガスの非常に複雑な流れ領域分析を行うことができる好適な3次元計算ソフトを備えたデジタル式プログラム可能コンピュータ48で達成することができる。これらの解析的な分析には、周知の非定常分析 (Unsteady Analysis)、平均流量重量追跡 (Mean-flow Weight Tracking)、あるいは平均通路アプローチ (Average Passage Approach) を含むことができる。

【0045】次いで第3列翼形部は、初期位置において解析的に時計方向にずらされ、その両側面上における対応する表面温度分布が評価される。図5及び図6は、比較的冷たい後流と比較的熱い燃焼ガスによる第2段ブレード28の対向する2つの側面上における全相対温度の例示的な分布を示す。この温度分布は、通常の3次元ナビエーストロークス (3-D Navier-Stokes) 計算解法を用いて解析的に求めることができる。

【0046】0%から100%までの翼形部ピッチ整合の時計方向のずれ位置の全域をカバーするために、この分析プロセスは、第1及び第3翼形部列間の複数の異なる時計方向のずれ位置に関して繰り返される。

【0047】タービン段を解析的に評価する目的は、図3に示すノズルのような上流翼形部間通路から放出される燃焼ガスのホットスポットが形成されないように、下流翼形部を位置付けするためである。

【0048】第1及び第3翼形部列間の広範に解析された種々の時計方向のずれ位置を用いて、第3列翼形部上に生じる温度プロファイルの評価することができる。2つの列のタービンブレード24、28を好ましい状態で時計方向にずらすことは、回転時においても互いに対する位置は変わらないロータ同士の間で解析的に追跡された後流の相対的全温度を計算することによって達成される。冷たい後流44は上流ロータブレード24の後縁から流れ出て、次に完全に固定しているフレームに対しては静止しているがタービンブレードに対しては相対的に移動している第2段ノズルベーン26によって曲げられる。

【0049】ガスがノズルベーンによって曲げられる時、相対的全温度は低下し、後流流体温度は更に低下する。第2段ノズルベーン26を通る実際の物理学的現象は、後流が断ち切れ捻じ曲げられた状態の、非定常状態である。しかし、ロータブレードを基準にした系においては、図4に破線で示すように時間平均効果により後流46は曲げられ、後流は、第2段ブレード28に向かって流れる時、下流方向に拡散する。

【0050】第1及び第2段ノズルベーン22、26を互いに対して時計方向にずらすために、対応する後流が

解析的に追跡される時に相対的全温度ではなく絶対的全温度が求められることを除けば、実質的に上記と同じ解析手順が用いられる。

【0051】上に述べたように、冷却空気18を通すために、第1列翼形部、例えば、22又は24は中空である。これらの翼形部はまた、最高温度作動状態の間に対応する後流44内へ冷却空気を放出するための出口開口42を備える。

【0052】このようにして、上流列翼形部から放出される使用済み冷却空気18の導入により、対応する後流44は更に冷却され、下流列翼形部に対する後流の冷却効果は更に増大する。

【0053】図5及び図6は、第1及び第3列翼形部の特定の時計方向のずれに対応する幾つかの温度分布の1つを示す。この時計方向のずれは、下流の第3列翼形部、例えば第2段ブレード28の約40%ピッチ位置であり、ここでは第1及び第3列翼形部24、28は、例えばその半径方向外側先端におけるような翼形部の外部表面上の所定の部位において局所的に第3列翼形部28を冷却するように特別に時計方向にずらされている。図5及び図6に示す複雑な等温線は、時計方向のずれ位置が変わるにつれて変化し、後流44の冷却効果も変化する。従って、第1及び第3列翼形部は、第3列翼形部28の半径方向の翼長に沿った所定の高さHにおいて第3列翼形部を局所的に冷却するように、選択的に時計方向にずらされることができる。もし望むならば、この翼長方向の位置はブレード先端付近とすることができるし、あるいは、冷たい後流が冷却できる範囲内であればいずれの翼長方向位置とすることもできる。

【0054】もしくは、第1及び第3列翼形部24、28は、局所的な部位のみの温度を低下させることに代えて、その平均温度を低下させるように第3列翼形部28を冷却するように時計方向にずらされることができる。

【0055】約50%の時計方向のずれ位置でタービン効率は最小になるので、タービン効率を最大にするためには第1及び第3列タービンロータブレードは0%ピッチ付近に時計方向にずらされるのが良いことが従来から知られている。しかしながら、タービン効率を最大にするように時計方向にずらすことは、総合効率を最大にするためには、航空機エンジンにおける巡航運転のようなエンジンの最長持続時間作動状態で行われる。

【0056】これとは対照的に、上述したような第1及び第3列翼形部は、本発明により、一般的に比較的短い持続時間であり、航空機用ガスタービンエンジンの離陸時の出力運転に対応する最高温度作動状態で時計方向にずらされる。下流の第3列翼形部の十分な冷却は、第1及び第3列翼形部を特別に時計方向にずらすことによって得ることができ、これは一般的にはタービン効率が最高温度作動状態での最大タービン効率よりも小さくなるような設定に対応する。従って、離陸時において効率は

犠牲にされるが、下流列翼形部を冷却しその耐久性と寿命を改善するという実質的な利点を得ることができる。

【0057】一般的な軍用ガスタービンエンジンにとっての最高温度作動状態は、アフタバーナの作動させる離陸出力時に生じる。従って、軍用エンジンにおいては、第1及び第3列翼形部はこの最高温度作動状態で時計方向にずらされ、第3列翼形部の冷却を更に高めることができる。

【0058】図7には、例えば新品エンジンに対する本発明の実施形態における離陸作動状態が概略的に示してある。図1に示す航空機用エンジン10の構成部品に匹敵する部品を備えた陸上用ガスタービンエンジン10bについて言えば、エンジンがそれに接続された発電機を駆動するために使用されている場合であれば、エンジンが最高温度作動状態になるのは暑い日中のピーク出力発電時である。

【0059】本発明の特別な利点は、一般的には何千時間という形で表されるエンジンの期待寿命の相当な部分を実用に費やした中古エンジン10Cの翼形部冷却を改善するためにも使用できるということである。エンジンが損耗すると、その性能が劣化するから、エンジンを新品エンジンで通常使用されるよりも高温の燃焼ガスで作動させ、追加の出力を発生させエンジンの最小定格出力を確保しなければならない。従って、この一層高温の燃焼ガスは、新品エンジンにおけるよりも大きな熱を中古エンジンのタービン翼形部に与える。

【0060】更に、タービンが劣化するにつれて、タービンを通過する燃焼ガスの流路が変化する。従って、本発明は、エンジンがまだ新しかった時とは異なる中古エンジンにおける最高温度作動状態に合わせて、第1及び第3列翼形部を本来的に時計方向にずらすために用いることができる。

【0061】このようにエンジンがその耐用期間中に損耗されるにつれて、下流列翼形部を選択的に冷却するように冷たい後流の流路も変化させ、さもなければ、エンジンの性能低下を補償するために燃焼ガスの温度が上昇させていたであろう下流列翼形部の温度を低下させる。

【0062】従って、エンジンが劣化し、燃焼ガス温度の上昇がエンジンに必要であるにもかかわらず、エンジンの最小定格出力における有効な冷却を確保するように、冷却効果を最大にするために、下流列翼形部を冷たい後流44で浸して冷却する利点を用いることが、エンジンの寿命期間中において後延ばしにされることができる。

【0063】本発明を用いることによって、上流列翼形部からの比較的冷たい後流に曝される下流列翼形部は、今や、それらの上を流れる燃焼ガスの最高温度ではなく、選択的に整合させた冷却後流に因る一層低い温度に合わせて設計できる。翼形部を通過する同量の冷却空気流によって、翼形部の冷却を一層高めることができる。

あるいは、必要な冷却空気流量を減少させ、エンジン効率を更に増大させることができる。

【0064】後者の実施形態における、より少ない冷却空気を使用してエンジン性能を増大させることを利用して、それらの公称ピッチでの時計方向のずれから2つの翼形部列を更に時計方向にずらしたことに起因するタービン効率の如何なる低下も相殺することができる。また、時計方向にずらすことは、エンジンの最高温度作動状態で行われるので、その作動状態は一般的に短い持続時間であり、従って作動効率の如何なる低下もそれに応じて持続時間が短いものとなる。

【0065】本明細書では本発明の好ましい例示的な実施形態と考えられるものを記載したが、当業者には本発明のその他の変更形態が本明細書の教示から明らかであり、それ故、本発明の技術思想及び技術的範囲内に含まれる全ての変更形態は、添付の特許請求の範囲において保護されることを望む。

【図面の簡単な説明】

【図1】 本発明の好ましい実施形態によるタービンを含む例示的な航空機用ガスタービンエンジンの一部の軸方向断面図。

【図2】 図1に示す2段高圧タービンの一部の斜視図。

【図3】 そこを流れる燃焼ガスの例示的な全相対温度プロフィールを示す、線3-3による図2に示す第1段タービンノズルの一部の端面図。

【図4】 線4-4による図2に示す2段タービンの例示的なベーン及びブレード翼形部の平面図。

【図5】 ロータブレード上の例示的な全相対温度分布を示す、線5-5による図4に示すロータブレードの圧力側の図。

【図6】 ロータブレード上の全相対温度分布を示す、線6-6による図4に示すロータブレードの負圧側の図。

【図7】 本発明の好ましい実施形態による第3の翼形部列を冷却する方法を示す流れ図。

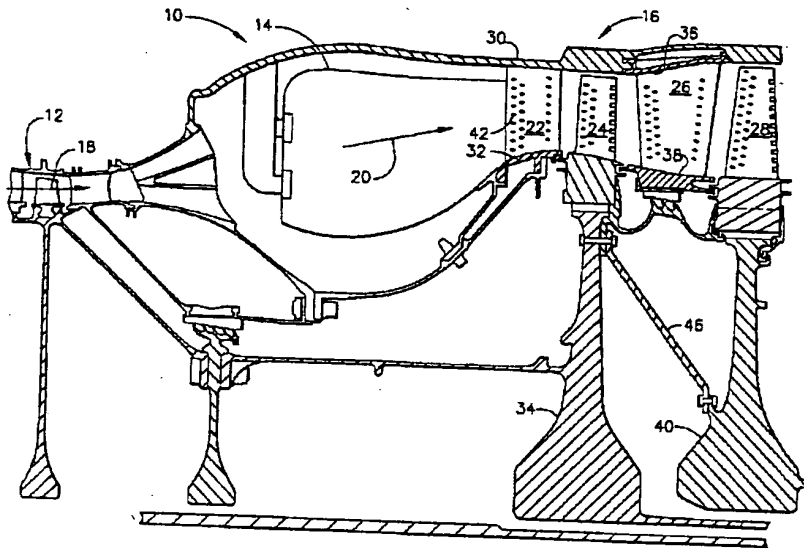
【符号の説明】

- 10 ガスタービンエンジン
- 12 多段軸流圧縮機
- 14 環状燃焼器
- 16 2段高圧タービン
- 18 圧縮空気
- 20 燃焼ガス
- 22 第1段ステータノズルベーン
- 24 第1段ロータブレード
- 26 第2段ステータノズルベーン
- 28 第2段ロータブレード
- 30 外側バンド
- 32 内側バンド
- 34 第1支持ディスク
- 36 支持外側バンド

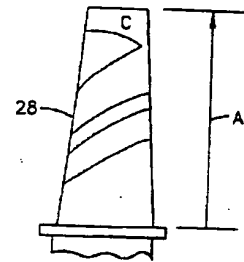
38 支持内側バンド
40 第2支持ディスク
42 開口

44 後流
46 連結シャフト

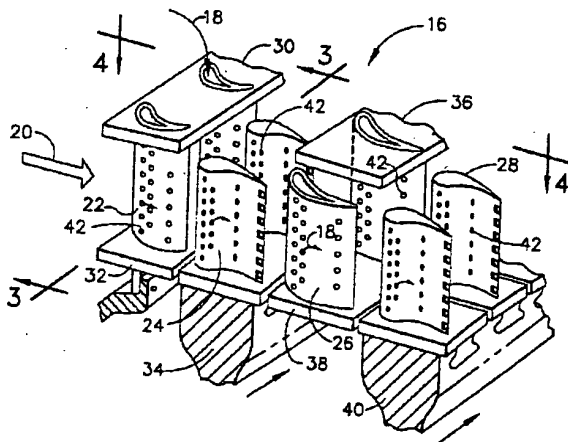
【図1】



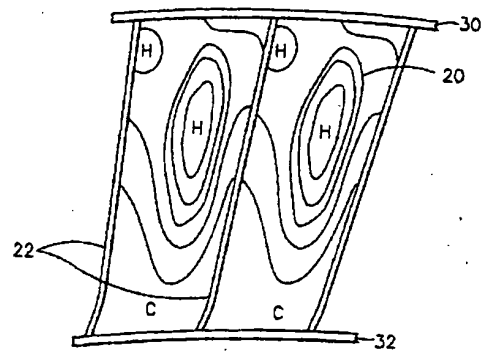
【図5】



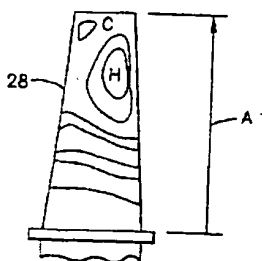
【図2】



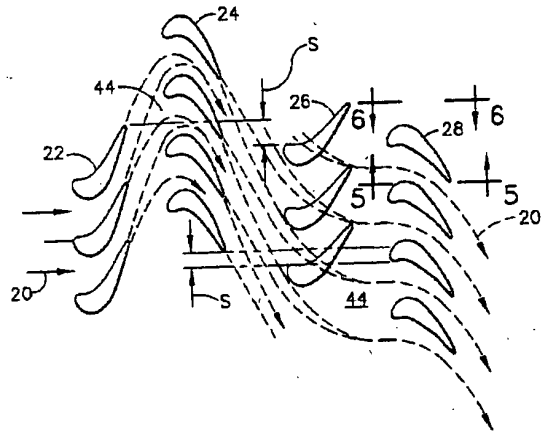
【図3】



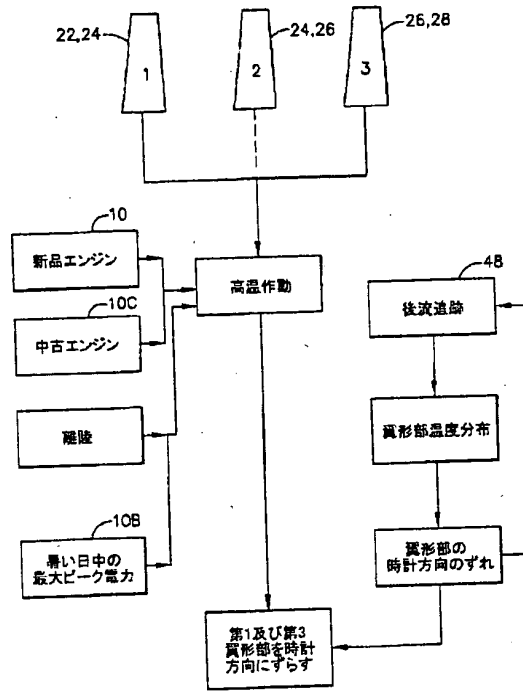
【図6】



【図4】



【図7】



【 外国語明細書 】

1. Title of Invention

CLOCKED TURBINE AIRFOIL COOLING

2. Claims

1. A method for cooling a third row of turbine airfoils 26,28 following in sequence first and second rows of turbine airfoils 22,24,26 in a gas turbine engine 10, comprising:

selecting the hottest running condition of said engine 10 for producing the hottest temperature combustion gases which flow in sequence through said three rows; and

clocking said third row airfoils 26,28 circumferentially relative to said first row airfoils 22,24 at said running condition for bathing said third row airfoils with wakes 44 discharged from said first row airfoils for cooling said third row airfoils.

2. A method according to claim 1 wherein said first and third row airfoils 24,28 are clocked to also reduce stress in said third row airfoils subject to thermal stress from said combustion gases.

3. A method according to claim 2 wherein said clocking is determined by:

analytically tracking said wakes 44 from said first row 22,24 to said third row 26,28;

analytically determining surface temperature distribution of said wakes on said third row airfoils; and

analytically clocking said third row airfoils at a plurality of different positions for evaluating corresponding surface temperature distributions thereof analytically determined.

4. A method according to claim 3 wherein relative total temperature of said wakes is analytically tracked.

5. A method according to claim 3 wherein absolute total temperature of

said wakes is analytically tracked.

6. A method according to claim 2 further comprising:
channeling cooling air 18 through said first row airfoils 22,24 for internal cooling thereof; and
discharging said cooling air from said first row airfoils into said wakes 44 for reducing temperature thereof.
7. A method according to claim 2 wherein said first and third row airfoils 24,28 are rotor blades, and said second row airfoils 26 are stator nozzle vanes.
8. A method according to claim 2 wherein said first and third row airfoils 22,26 are stator nozzle vanes, and said second row airfoils 24 are rotor blades.
9. A method according to claim 2 wherein said first and third row airfoils 24,28 are clocked to locally cool said third row airfoils 28 at a predetermined spot on the external surface thereof.
10. A method according to claim 2 wherein said first and third row airfoils 24,28 are clocked to locally cool said third row airfoils 28 at a predetermined height along a radial span thereof.
11. A method according to claim 2 wherein said first and third row airfoils 24,28 are clocked to cool said third row airfoils 28 in average temperature.
12. A method according to claim 2 wherein said first and third row airfoils 24,28 are clocked for achieving less than maximum efficiency in said hottest running condition.

13. A method according to claim 2 wherein said hottest running condition is takeoff power for an aircraft engine.

14. A method according to claim 2 wherein said hottest running condition is hot day peak power for an electrical power generation engine 10B.

15. A method according to claim 2 wherein said hottest running condition occurs in a worn engine 10C, and is different than in said engine when new.

16. A turbine 16 for a gas turbine engine 10, comprising:
first, second, and third rows of turbine airfoils 22-28 for channeling combustion gases 20 therethrough in sequence; and
said third row airfoils 26,28 are circumferentially clocked relative to said first row airfoils 22,24 for bathing said third row airfoils with wakes 44 discharged from said first row airfoils during a hottest running condition of said engine producing the hottest temperature of said combustion gases for cooling said third row airfoils.

17. A turbine according to claim 16 wherein said first row airfoils 22,24 are hollow for channeling cooling air 18 therethrough, and include a plurality of apertures 42 for discharging said cooling air into said wakes during said hottest running condition.

18. A turbine according to claim 17 wherein said first and third row airfoils 24,28 are clocked to also reduce stress in said third row airfoils subject to thermal stress from said combustion gases.

19. A turbine according to claim 18 wherein said first and third row airfoils 24,28 are rotor blades, and said second row airfoils 26 are stator nozzle vanes.

20. A turbine according to claim 18 wherein said first and third row airfoils 22,26 are stator nozzle vanes, and said second row airfoils 24 are rotor blades.

3. Detailed Description of Invention

BACKGROUND OF THE INVENTION

The present invention relates generally to gas turbine engines, and, more specifically, to turbines therein.

In a gas turbine engine, air is pressurized in a compressor and mixed with fuel in a combustor for generating hot combustion gases which flow downstream through multiple turbine stages. A turbine stage includes a stationary turbine nozzle having stator vanes which guide the combustion gases through a downstream row of turbine rotor blades extending radially outwardly from a supporting disk which is powered by extracting energy from the gases.

A first stage, or high pressure, turbine nozzle first receives the hottest combustion gases from the combustor which are directed to the first stage rotor blades which extract energy therefrom. A second stage turbine nozzle is disposed immediately downstream from the first stage blades, and is followed in turn by a row of second stage turbine rotor blades which extract additional energy from the combustion gases.

As energy is extracted from the combustion gases, the temperature thereof is correspondingly reduced. However, since the gas temperature is relatively high, the high pressure turbine stages are typically cooled by channeling through the hollow vane and blade airfoils cooling air bled from the compressor. Since the cooling air is diverted from the combustor, the overall efficiency of the engine is correspondingly reduced. It is therefore desired to minimize the use of such cooling air for maximizing overall efficiency of the engine.

The amount of cooling air required is dependent on the temperature of the combustion gases. That temperature varies from idle operation of the engine to maximum power operation thereof. Since combustion gas

temperature directly affects the maximum stress experienced in the vanes and blades, the cooling air requirement for the turbine stages must be effective for withstanding the maximum combustion gas temperature operation of the engine although that running condition occurs for a relatively short time during engine operation.

For example, a commercial aircraft gas turbine engine which powers an aircraft in flight for carrying passengers or cargo experiences its hottest running condition during aircraft takeoff. For a military aircraft engine application, the hottest running condition depends on the military mission, but typically occurs during takeoff with operation of an afterburner. And, for a land-based gas turbine engine which powers an electrical generator, the hottest running condition typically occurs during the hot day peak power condition.

The maximum combustion gas temperature therefore varies temporally over the operating or running condition of the engine. And, the maximum combustion gas temperature also varies spatially both circumferentially and radially as the gases are discharged from the outlet annulus of the combustor. This spatial temperature variation is typically represented by combustor pattern and profile factors which are conventionally known.

Accordingly, each turbine stage, either blades or vanes, is typically specifically designed for withstanding the maximum combustion gas temperature experienced both temporarily and spatially in the combustion gases disposed directly upstream therefrom. Since the airfoils in each row of vanes and blades are identical to each other, the cooling configurations therefor are also identical and are effective for providing suitable cooling at the maximum combustion gas temperatures experienced by the individual stages for maintaining the maximum airfoil stress, including thermal stress, within acceptable limits for ensuring a suitable useful life of the turbine stages.

Furthermore, as engines wear during normal use in operation,

combustion gas temperature may be intentionally increased within limits for ensuring minimum rated power for the engine notwithstanding deterioration thereof. Normal engine deterioration over extended use decreases its efficiency and resulting output power, with a loss in output power being regained by increasing the temperature of the combustion gases.

Accordingly, the turbine cooling configurations must be additionally effective for acceptable cooling in worn engines up to the typical exhaust gas temperature (EGT) limit.

It is therefore desired to provide a gas turbine engine turbine having improved cooling of the airfoils thereof.

BRIEF SUMMARY OF THE INVENTION

A turbine includes three rows of airfoils which receive in sequence hot combustion gases during operation. The third row airfoils are clocked circumferentially relative to the first row airfoils for bathing the third row airfoils with relatively cool wakes discharged from the first row airfoils during the hottest running condition of the gas turbine engine being powered. The third row airfoils therefore avoid the hottest temperature of the combustion gases for reducing the cooling requirements thereof.

DETAILED DESCRIPTION OF THE INVENTION

The invention, in accordance with preferred and exemplary embodiments, together with further objects and advantages thereof, is more particularly described in the following detailed description taken in conjunction with the accompanying drawings.

Illustrated in Figure 1 is a portion of a turbofan gas turbine engine 10 configured for powering an aircraft in flight. The engine is axisymmetrical about a longitudinal or axial centerline axis and includes in serial flow communication a fan (not shown), multistage axial compressor 12, shown in aft part, annular combustor 14, two-stage high pressure turbine 16, and a multistage low pressure turbine (not shown).

During operation, air 18 is pressurized in the compressor and mixed with fuel in the combustor for generating hot combustion gases 20 which flow downstream through the high and low pressure turbines which extract energy therefrom. The high pressure turbine powers the compressor, and the low pressure turbine powers the fan in a conventional configuration for propelling the aircraft in flight from takeoff, cruise, descent, and landing.

As shown in Figures 1 and 2, the high pressure turbine 16 is

configured in two stages having four rows of airfoils 22,24,26,28 disposed axially in direct sequence with each other for channeling the combustion gases 20 therethrough in turn and extracting energy therefrom.

The airfoils 22 are configured as first stage stator vanes circumferentially spaced apart from each other and extending radially between outer and inner bands 30,32 for first receiving the combustion gases 20 from the combustor.

The airfoils 24 extend radially outwardly from the perimeter of a first supporting disk 34, and are configured as first stage turbine rotor blades which receive the combustion gases from the first stage vane airfoils 22 for extracting energy to rotate the disk during operation.

The airfoils 26 are configured as second stage nozzle vanes extending radially between supporting outer and inner bands 36,38 and directly receive the combustion gases from the first stage blade airfoils 24.

And, the airfoils 28 extend radially outwardly from a second supporting disk 40, and are configured as second stage turbine rotor blades for directly receiving combustion gases from the second stage vane airfoils 26 for additionally extracting energy therefrom for rotating the disk 40.

Since the several turbine airfoils 22-28 are bathed in the hot combustion gases 20 during operation, they are typically cooled in a conventional manner. For example, the four rows of airfoils are hollow and may include various internal cooling features therein. A portion of the compressor air 18 is diverted from the compressor and used as cooling air channeled through the several airfoils for internal cooling thereof.

The four rows of airfoils typically also include various holes or apertures 42 extending through the opposite pressure and suction sidewalls thereof for discharging the spent cooling air into the combustion gas flowpath. The apertures may be configured in rows of conventional film cooling holes or trailing edge holes, and may be disposed in either or both sidewalls of each airfoil in any conventional manner.

In this way, the spent cooling air from inside each airfoil is discharged

through the various apertures to provide protective films of cooling air on the external surfaces of the airfoils for additional protection from the hot combustion gases.

The engine 10 illustrated in Figure 1 is configured in an exemplary embodiment as a turbofan aircraft engine for powering an aircraft in flight, and therefore operates at varying running conditions or power from idle, takeoff, cruise, descent, and landing. Accordingly, the maximum temperature of the combustion gases 20 generated during operation also varies temporally correspondingly with the various running conditions of the engine.

Furthermore, the spatial temperature distribution of the combustion gases 20 discharged from the combustor 14 during operation vary both circumferentially and radially as represented by the conventional profile and pattern factors.

The first stage vanes 22 illustrated in Figure 2 are configured to channel the combustion gases between the downstream first stage blades 24 which extract energy therefrom. Figure 3 illustrates an exemplary profile or distribution of the total relative temperature of the combustion gases 20 which varies both radially and circumferentially within each inter-vane passage. This exemplary temperature distribution may be analytically determined using modern three-dimensional (3-D) numerical computation equations in a conventional manner. Figure 3 illustrates isoclines of the different temperatures of the combustion gases from relatively hot (H) to relatively cool (C).

Figure 4 illustrates schematically the axial flowpath of the combustion gases 20 as they travel from stage-to-stage over the four rows of airfoils 22-28. Since the combustion gases 20 necessarily flow between the airfoils in each stage, the individual airfoils themselves circumferentially interrupt the combustion gas flow and therefore effect corresponding wakes 44 from the respective trailing edges of the individual airfoils.

The wakes 44 are local interruptions in the continuity of the main

combustion gas flow in which local turbulence is generated. And, the wakes have a distinguishable lower momentum than the combustion gas flow between adjacent airfoils. For a turbine, the wakes 44 are cooler than the surrounding combustion gas flow for the following two reasons.

Fundamentally, the turbine is extracting energy from the combustion gases which lowers the average temperature thereof. The downstream vane and blade airfoils act on the lower momentum wake fluid from the airfoils immediately upstream therefrom to a greater extent than the surrounding combustion gas, and therefore reduce the temperature of the combustion gas wakes themselves. This occurs in both the high pressure turbine illustrated in Figure 2, as well as in the low pressure turbine, not illustrated.

For the high pressure turbine illustrated in Figure 2, the individual airfoils are provided with internal cooling, with the spent cooling air 18 being discharged through the various apertures 42 into the combustion flowpath. The spent cooling air thusly flows along the outer surfaces of the airfoils and is discharged from the trailing edge thereof directly into the forming wakes 44. The wakes are therefore additionally cooled by the introduction of the spent cooling air therein.

This performance is used in accordance with the present invention for reducing the temperature of the turbine rotor blades or nozzle vanes by bathing them with the relatively cool wakes from the corresponding upstream airfoil row which is in the same relative frame of motion as the blade or vane row. For nozzles, an upstream nozzle is circumferentially aligned or clocked with a corresponding downstream nozzle with an intervening row of rotor blades. For rotors, an upstream blade row is circumferentially aligned or clocked with a corresponding downstream blade row, with an intervening nozzle therebetween.

In this way, the relatively cool wakes 44 illustrated in Figure 4 may be used for preferentially bathing the corresponding downstream row of airfoils for reducing the temperatures experienced thereby as illustrated for

example in Figures 5 and 6.

Figure 5 illustrates the profile or distribution of the total relative temperature on the pressure side of the second stage blade 28 illustrated in Figure 4, with Figure 6 illustrating the corresponding total relative temperature distribution on the suction side thereof. The isoclines of temperature distribution vary from relatively cool (C) to relatively warm or hot (H).

By suitably clocking the corresponding rows of rotor blades or nozzle vanes, the cool wakes 44 may be confined to bath the corresponding downstream row of airfoils for reducing the temperature experience thereby and the resulting stresses experienced during operation.

Figure 7 illustrates in flowchart form an exemplary method of cooling the high pressure turbine 16 illustrated in Figures 1 and 2 in accordance with a preferred embodiment of the present invention. Since the invention may be practiced for turbine blades or nozzle vanes in the same relative frame of motion, the flowchart is presented generally in cooperation with the exemplary turbine configuration illustrated in Figure 4 for representing both basic configurations.

For the turbine nozzle application, three sequential rows of turbine airfoils include the first stage vanes 22 and blades 24, and the second stage vanes 26.

And, for the turbine rotor application, the three sequential rows of turbine airfoils include the first stage turbine blades 24 and the second stage vanes 26 and blades 28.

In both applications, the third row of turbine airfoils, vanes 26 or blades 28, are cooled by preferential circumferential clocking with the corresponding first row airfoils, first stage vanes 22 or first stage blades 24, with an intervening row of airfoils therebetween.

The cooling method is practiced by initially selecting the hottest running condition of the engine for producing the hottest temperature combustion gases therein which flow in sequence through the three rows of

airfoils. And, the third row airfoils, such as the second stage blades 28, are correspondingly circumferentially aligned or clocked relative to the corresponding first row airfoils, such as the first stage blades 24, for bathing the third row airfoils with the relatively cool wakes 44 discharged from the first row airfoils for cooling the third row airfoils. The blade count for the upstream first row should be the same as the downstream third row, or an integral ratio thereof for correspondingly aligning the trailing edges of the upstream row relative to the leading edges of the downstream row in the same circumferential orientation.

As shown in Figure 4, the individual rows of airfoils are circumferentially spaced apart from each other in each row with an equal spacing represented by the pitch from airfoil-to-airfoil in each row. The circumferential pitch is the same from the leading to trailing edges of the airfoils. The circumferential clocking between the corresponding airfoil rows is represented by the circumferential spacing S from the trailing edge of the upstream airfoils relative to the leading edge of the downstream airfoils. This clocking or spacing S may be represented by the percentage of the downstream airfoil pitch, with zero percent and 100% indicating no circumferential spacing between the corresponding trailing and leading edges, and a 50% pitch spacing indicating the trailing edge of the upstream airfoil being aligned circumferentially midway between the leading edges of the downstream airfoils.

For the first and second rotor stages illustrated in Figure 1, circumferential clocking therebetween is effected by corresponding indexing of the bolt holes and retention bolts in the connecting shaft 46 therebetween. For the two nozzle stages illustrated in Figure 1, the corresponding circumferential indexing therebetween is effected by the circumferential positioning of the second stage vanes 26 in their supporting casing relative to the first stage vanes 22. Any conventional form of disk-to-disk or vane-to-vane attachment may be used for suitably clocking the airfoils, including, for another example, spline joining of rotor disks.

Since the combustion gases channeled through the various turbine stages heat the corresponding airfoils, the airfoils are subject to thermally induced stress due to the variations in temperature distribution thereover. This thermal stress is in addition to stress from the pressure loads acting on the airfoils, and in addition to centrifugal forces as the rotor blades rotate during operation.

Accordingly, the first and third row airfoils, such as 24,28 or 22,26, are preferably also clocked at the hottest running condition to reduce stress in the third row airfoils subject to thermal stress from the combustion gases. The third row airfoils may therefore not only be cooled by being bathed with the cool wakes during the hottest running condition, but the clocking may also be used to preferentially cool those airfoils and reduce thermal gradients therein to reduce stress as desired in the airfoils.

Figure 7 illustrates an exemplary method for determining the desired clocking of the airfoil rows in the original design of the turbine. The clocking may be determined by analytically tracking the cool wakes 44 from the first row of airfoils to the third row. This may be accomplished in a digitally programmable computer 48 having suitable three-dimensional computational software for performing the sophisticated flow field analysis of the combustion gases channeled in turn through the relevant turbine stages. These analytical analyses may include unsteady analysis, mean-flow weight tracking, or average passage approach which are conventionally known.

The third row airfoils may then be analytically clocked at an initial position for evaluating corresponding surface temperature distributions on the opposite sides thereof. Figures 5 and 6 illustrate an exemplary distribution of total relative temperature on the opposite two sides of the second stage blades 28 due to the relatively cool wakes and relatively hot combustion gases. This temperature distribution may be analytically determined using conventional 3-D Navier-Stokes computational analysis.

This analytical process is repeated for a plurality of different clocking positions between the first and third airfoil rows to cover the full range of

clocking positions from zero percent to 100% airfoil pitch alignment.

The objective of the analytical evaluation of the turbine stages is to position the downstream airfoil row for avoiding the hot spot of combustion gases being discharged from the upstream inter-airfoil passage, such as the nozzle illustrated in Figure 3.

The variously analyzed different clocking positions between the first and third row airfoils may be used for evaluating the temperature profiles produced on the third row airfoils.

The preferred clocking of the two rows of turbine blades 24,28 is effected by calculating the relative total temperature of the wakes that are analytically tracked between the rotors which are stationary relative to each other as they rotate. The cool wakes 44 are shed from the trailing edges of the upstream rotor blades 24 and then turned by the second stage nozzle vanes 26 which are stationary in the absolute frame, but moving relative to the turbine blades.

The relative total temperature is reduced as the gases are turned by the nozzle vanes, and the wake fluid temperature is reduced even more. The actual physics though the second stage nozzle vanes 26 is unsteady, with the wake being chopped and distorted. But, in the frame of reference of the rotor blade, the time averaged effect is to turn the wakes 46 as illustrated in dashed line in Figure 4 which diverge in a downstream direction as they flow to the second stage blades 28.

Substantially the same analytical procedure is used for clocking the first and second stage nozzle vanes 22,26 relative to each other, except that the absolute total temperature rather than the relative total temperature is determined as the corresponding wakes are analytically tracked.

As indicated above, the first row airfoils, e.g. 22 or 24, are hollow for channeling the cooling air 18 therethrough. They also include the outlet apertures 42 for discharging the cooling air into the corresponding wakes 44 during the hottest running condition.

In this way, the corresponding wakes 44 are additionally cooled by

the introduction of the spent cooling air 18' discharged from the upstream row airfoils which further reduces the cooling effect of the wakes on the downstream row of airfoils.

Figures 5 and 6 illustrate one of several temperature distributions corresponding with a particular clocking of the first and third row airfoils. This clocking is at about 40% pitch of the downstream, third row airfoils, e.g. the second stage blades 28, in which the first and third row airfoils 24,28 are specifically clocked to locally cool the third row airfoils 28 at a predetermined spot on the external surface thereof, such as at the radially outer tip.

The complexity of the temperature isoclines illustrated in Figures 5 and 6 varies as the clocking positions vary, with the cooling affect of the wakes 44 also varying. Accordingly, the first and third row airfoils may alternatively be clocked to locally cool the third row airfoils 28 at a predetermined height A along a radial span thereof. The span location may be near the blade tips, if desired, or may be at any other span location within the capability of the cool wakes to cool.

Alternatively, the first and third row airfoils 24,28 may be clocked to cool the third row airfoils 28 for reducing the average temperature thereof, instead of a local spot temperature only.

It is conventionally known that first and third row turbine rotor blades may be clocked near zero percent pitch for maximizing turbine efficiency, with minimum turbine efficiency being effected at a clocking position of about 50% pitch. However, clocking to maximize turbine efficiency is effected at the longest duration running condition of the engine, such as cruise operation in an aircraft engine, for maximizing overall efficiency.

In contrast, the first and third row airfoils as described above are clocked in accordance with the present invention at the hottest running condition which typically is relatively short in duration, and corresponds with takeoff power operation for an aircraft gas turbine engine. Significant cooling of the downstream third row airfoils may be obtained by specifically

clocking the first and third airfoil rows, which typically corresponds with achieving less than the maximum turbine efficiency at the hottest running condition. Accordingly, efficiency may be sacrificed during takeoff for the substantial advantage of cooling downstream row airfoils for improving their durability and life.

The hottest running condition for a typical military gas turbine engine occurs during takeoff power with afterburner operation. The first and third row airfoils may therefore be clocked at this condition for the military engine for providing enhanced cooling of the third row airfoils.

The takeoff running condition is illustrated schematically in Figure 7 in one embodiment of the invention for a new engine 10, for example. For a land-based gas turbine engine 10B having components comparable to those of the aircraft engine 10 illustrated in Figure 1, the hottest running condition is the hot day peak power for the engine when used in driving an electrical generator associated therewith.

A particular advantage of the present invention is that it may be used for also improving airfoil cooling in a worn engine 10C having been used in service for a substantial portion of its expected life, typically represented by thousands of hours. As an engine wears, its performance deteriorates, and the engine must therefore be operated with higher combustion gas temperature than normally found in the new engine for producing additional power for ensuring minimum rated power output of the engine. The hotter combustion gases therefore subject the turbine airfoils in the worn engine to greater heat input than in the new condition.

Furthermore, deterioration of the turbine correspondingly changes the flowpath of the combustion gases therethrough. The present invention may therefore be used for originally clocking the first and third row airfoils associated with the hottest running condition in the worn engine which is different than in the engine when new.

In this way, as the engine wears during its useful life, the flowpath of the cool wakes will also vary to preferentially cool the downstream row

airfoils to reduce the temperature thereof which would otherwise occur as the combustion gas temperature is increased for compensating performance loss of the engine.

Accordingly, the cooling benefits of bathing the downstream row airfoils with the cool wakes 44 may be delayed during the life of the engine for maximizing cooling affect as the engine otherwise deteriorates for ensuring effective cooling at the minimum rated power of the engine despite the increase in combustion gas temperature required therefor.

By utilizing the present invention, the downstream row airfoils subject to relatively cool wakes from upstream row airfoils may now be designed not to the maximum temperature of a combustion gases flowing thereover, but to the lower temperature attributable to the preferentially aligned cooling wakes. Enhanced cooling of the airfoils may be obtained with the same amount of cooling airflow therethrough. Or, the cooling airflow requirements may be reduced for further increasing efficiency of the engine.

In the latter embodiment, the engine efficiency increase due to using less cooling air may be used for offsetting in any decrease in turbine efficiency attributable to clocking the two airfoil rows away from the nominal pitch clocking thereof. And, since the clocking is effected at the hottest running condition of the engine, that condition is typically of short duration, and, correspondingly, any decrease of operation efficiency is correspondingly of small duration.

While there have been described herein what are considered to be preferred and exemplary embodiments of the present invention, other modifications of the invention shall be apparent to those skilled in the art from the teachings herein, and it is, therefore, desired to be secured in the appended claims all such modifications as fall within the true spirit and scope of the invention.

4. Brief Description of Drawings

Figure 1 is an axial sectional view through a portion of an exemplary aircraft gas turbine engine including a turbine in accordance with a preferred embodiment of the present invention.

Figure 2 is an isometric view of a portion of the two-stage high

pressure turbine illustrated in Figure 1.

Figure 3 is an end view of a portion of the first stage turbine nozzle illustrated in Figure 2 and taken along line 3-3 showing exemplary total relative temperature profile of the combustion gases channeled therethrough.

Figure 4 is a top view of exemplary vane and blade airfoils of the two-stage turbine illustrated in Figure 2 and taken along line 4-4.

Figure 5 is a pressure-side view of a rotor blade illustrated in Figure 4 and taken along line 5-5 showing an exemplary total relative temperature distribution thereon.

Figure 6 is a suction-side view of the rotor blade illustrated in Figure 4 and taken along line 6-6 showing the total relative temperature distribution thereon.

Figure 7 is a flowchart method of cooling a third airfoil row in accordance with a preferred embodiment of the present invention.

FIG. 1

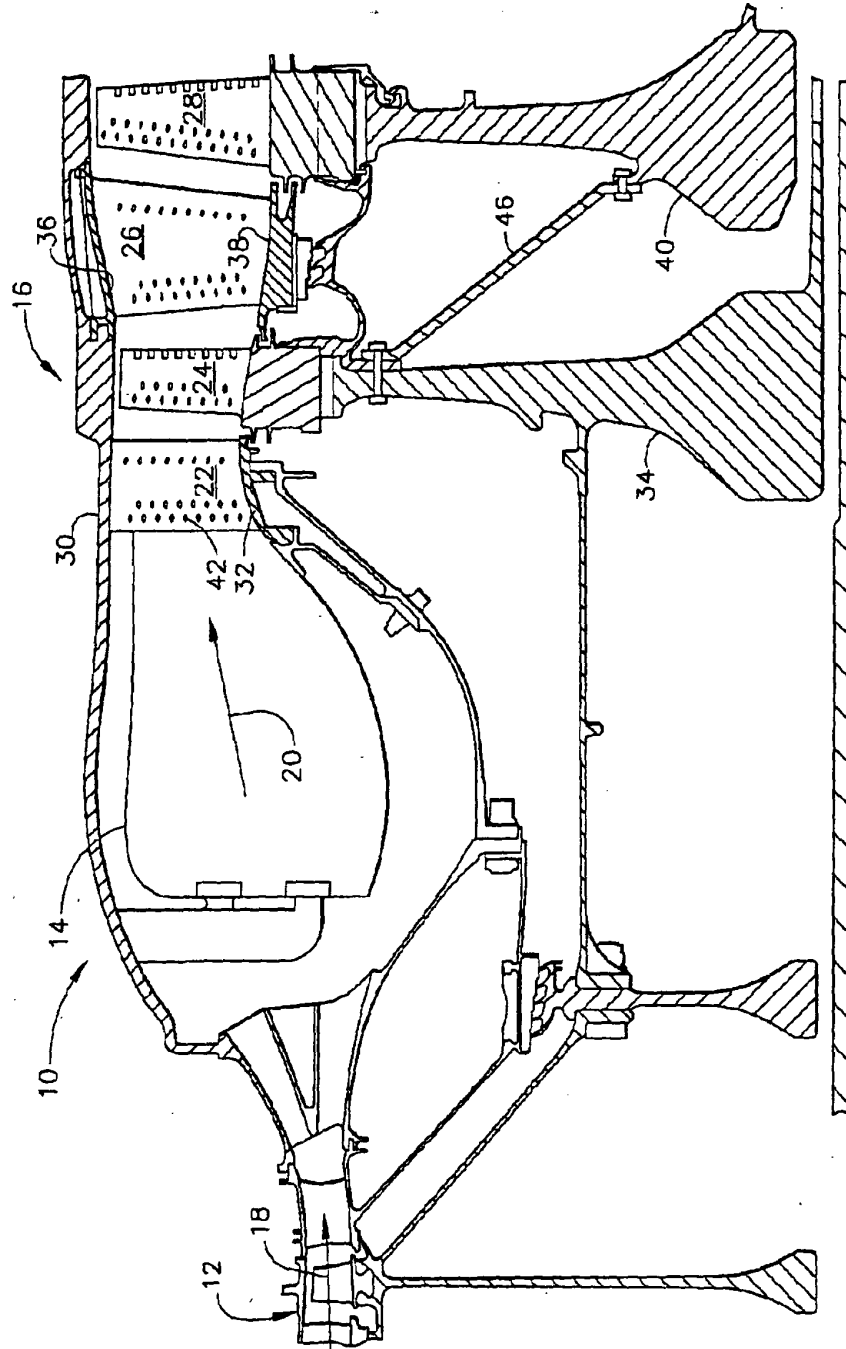


FIG. 2

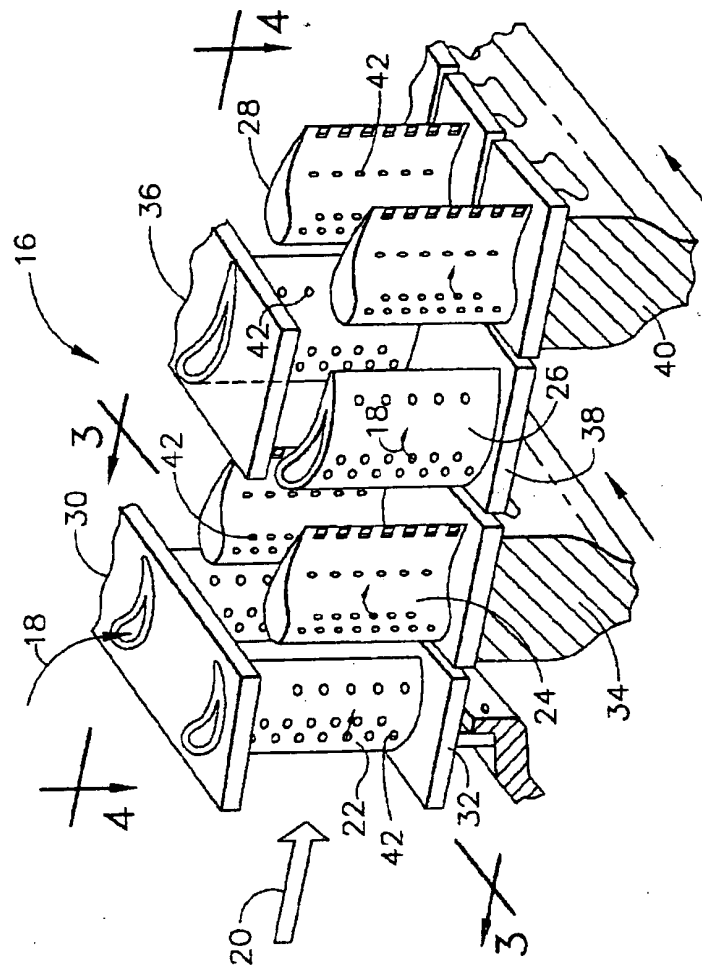


FIG. 3

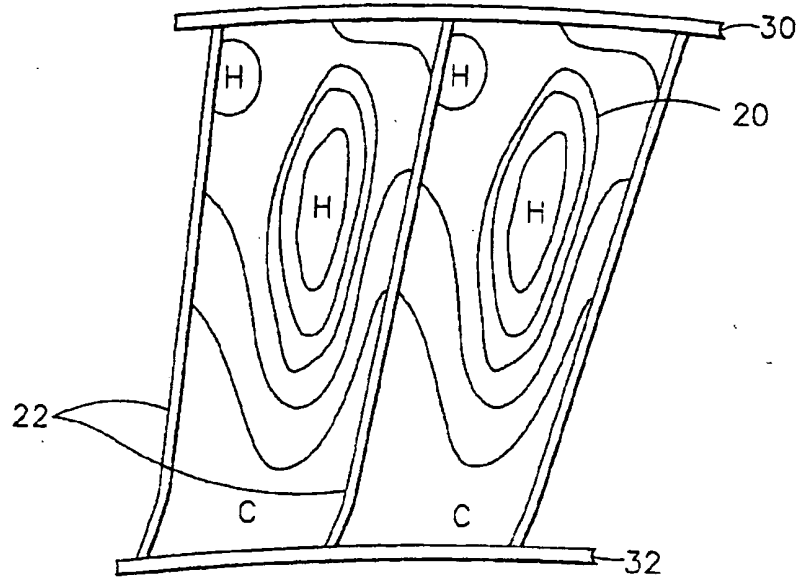


FIG. 4

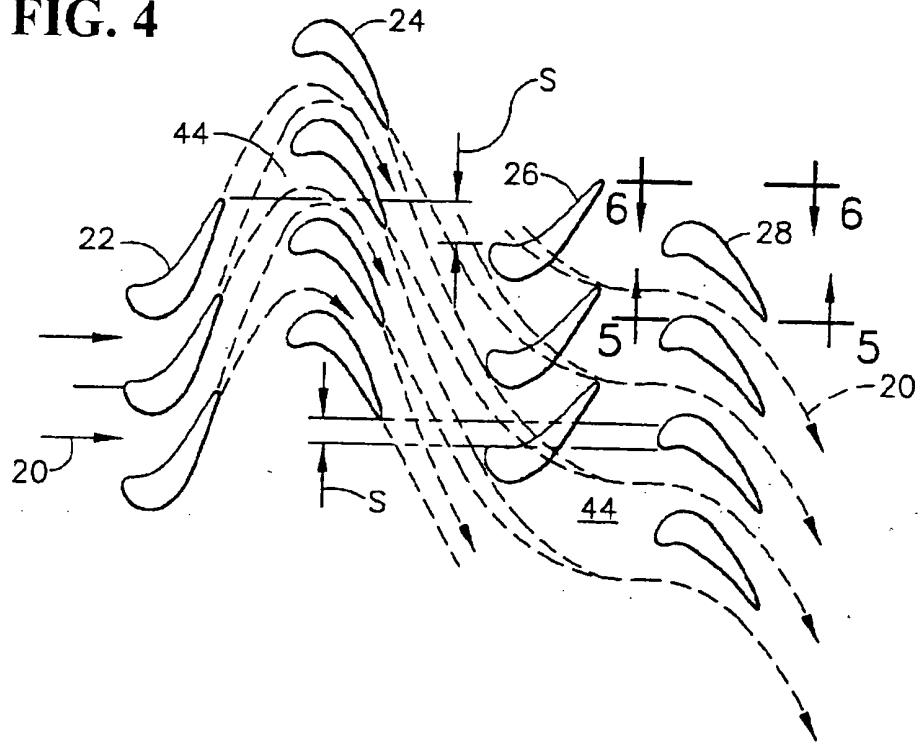


FIG. 5

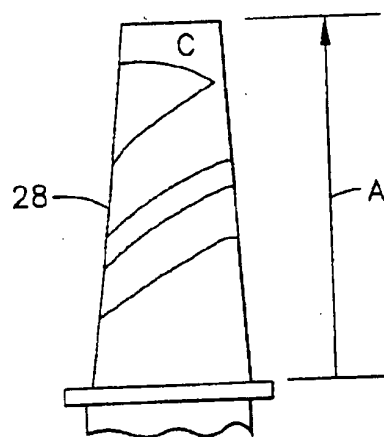


FIG. 6

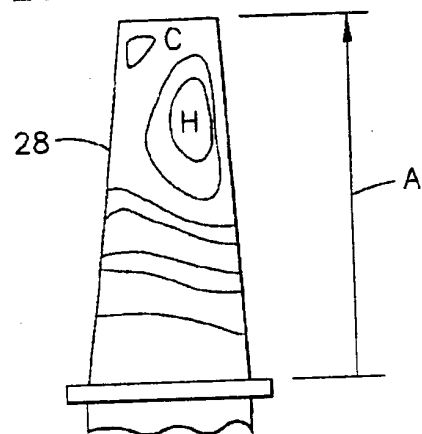
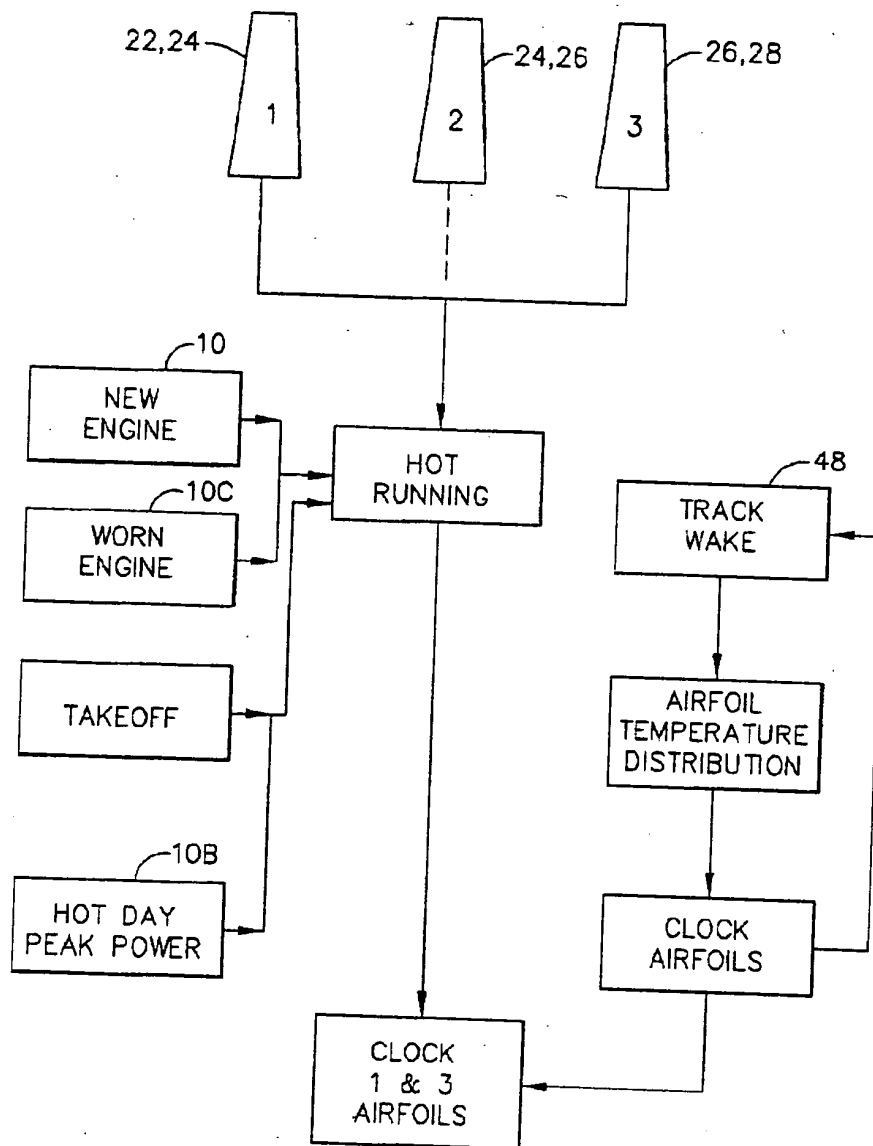


FIG. 7



1. Abstract

A turbine (16) includes three rows of airfoils 22-28 which receive in sequence hot combustion gases during operation. The third row airfoils (26,28) are clocked circumferentially relative to the first row airfoils (22,24) for bathing the third row airfoils with relatively cool wakes (44) discharged from the first row airfoils during the hottest running condition of the gas turbine engine being powered. The third row airfoils therefore avoid the hottest temperature of the combustion gases for reducing the cooling requirements thereof.

2. Representative Drawing: Figure 1

